

PATENT ABSTRACTS OF JAPAN

(11)Publication number : 2000-199626

(43)Date of publication of application : 18.07.2000

(51)Int.Cl.

F23R 3/58

(21)Application number : 10-372716

(71)Applicant : KAWASAKI HEAVY IND LTD

(22)Date of filing : 28.12.1998

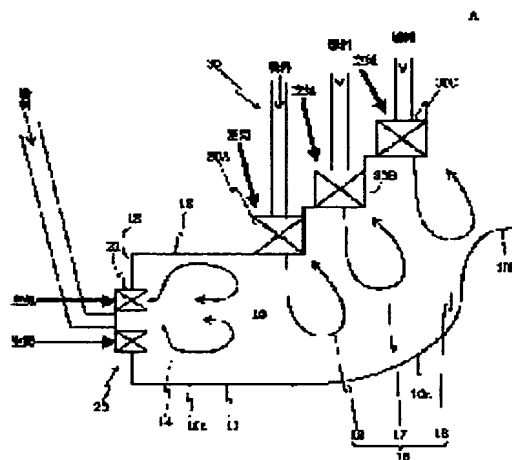
(72)Inventor : KUYAMA TOSHIYUKI
KONO MANABU
OGATA HIDEKI
IMAMURA AKIRA

(54) COMBUSTOR AND COMBUSTING METHOD

(57)Abstract:

PROBLEM TO BE SOLVED: To provide a combustor and a combusting method in which stabilized combustion is ensured from start to a highest load over the entire zone while reducing NOx.

SOLUTION: Fuel is combusted using an annular pilot stage 14 and an main stage 15 formed in the downstream. Fuel is combusted using only the pilot stage 14 at the time of starting combustion and a swirling force is imparted to combustion air in the circumferential direction during normal operation. Fuel is ejected to the combustion air imparted with a swirling force to produce a mixture gas which is then supplied to the main stage 15 and combusted.



LEGAL STATUS

[Date of request for examination] 28.12.1998

[Date of sending the examiner's decision of rejection]

[Kind of final disposal of application other than the examiner's decision of rejection or application converted registration]

[Date of final disposal for application]

[Patent number] 3063001

[Date of registration] 12.05.2000

[Number of appeal against examiner's decision of rejection]

[Date of requesting appeal against examiner's decision of rejection]

BEST AVAILABLE COPY

[Date of extinction of right]

(19)日本国特許庁 (J P)

(12) 公 開 特 許 公 報 (A)

(11)特許出願公開番号
特開2000-199626
(P2000-199626A)

(43)公開日 平成12年7月18日(2000.7.18)

(51)Int.Cl.⁷
F 2 3 R 3/58

識別記号

F 1
F 2 3 R 3/58

テマコード(参考)

審査請求 有 請求項の数 6 O L (全 9 頁)

(21)出願番号 特願平10-372716

(22)出願日 平成10年12月28日(1998.12.28)

(71)出願人 000000974

川崎重工業株式会社

兵庫県神戸市中央区東川崎町3丁目1番1号

(72)発明者 久山 利之

東京都港区浜松町2丁目4番1号 世界貿易センタービル 川崎重工業株式会社東京本社内

(72)発明者 河野 孝

明石市川崎町1番1号 川崎重工業株式会社明石工場内

(74)代理人 100096839

弁理士 曾々木 太郎

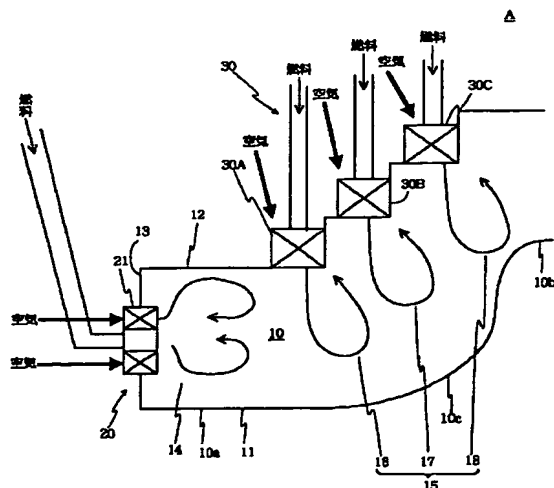
最終頁に続く

(54)【発明の名称】 燃焼方法および燃焼装置

(57)【要約】

【課題】 起動時から最高負荷までの全域にわたって安定した燃焼が確保されるとともに、低 NO_x 化が図られた燃焼方法および燃焼装置を提供する。

【解決手段】 環状に形成されたパイロットステージ14とその下流において環状に形成されたメインステージ15とを用いて燃料を燃焼させるものであって、起動時にはパイロットステージ14のみにて燃料を燃焼させ、通常運転時には燃焼用空気に円周方向の旋回力を付与するとともに、その旋回力を付与された燃焼用空気に燃料を噴射して燃料と空気との混合気を生成し、その混合気をメインステージ15に供給して燃焼させるものである。



【特許請求の範囲】

【請求項1】 環状に形成されたパイロットステージとその下流において環状に形成されたメインステージとを用いる、ジェットエンジンまたはガスタービンにおける燃焼方法であって、

起動時にはパイロットステージのみにて燃料を燃焼させ、

通常運転時には燃焼用空気に周方向の旋回力を付与するとともに、その旋回力を付与された燃焼用空気に燃料を噴射して燃料と空気との混合気を生成し、その混合気をメインステージに供給して燃焼させることを特徴とする燃焼方法。

【請求項2】 環状に形成されたパイロットステージとその下流において環状に形成されたメインステージとを用いる、ジェットエンジンまたはガスタービンにおける燃焼方法であって、

起動時にはパイロットステージのみにて燃料を燃焼させ、

通常運転時にはメインステージに周方向に切れ目のない燃料の薄膜を形成し、その薄膜を周方向の旋回力を付与された燃焼用空気により微粒化して燃焼させることを特徴とする燃焼方法。

【請求項3】 前記環状に形成されたメインステージが複数のブロックに分割され、負荷に応じて使用するブロックの数を調節することを特徴とする請求項1または2記載の燃焼方法。

【請求項4】 燃焼室と起動用燃焼手段と主燃焼手段とを備えるジェットエンジンまたはガスタービンにおける燃焼装置であって、

前記燃焼室が、環状に形成されたパイロットステージと、前記パイロットステージの下流において環状に形成されたメインステージとを有し、

前記起動用燃焼手段が、前記燃焼室のパイロットステージの前面に所定間隔で配設された所要数の燃料噴射弁とされ、

前記主燃焼手段が、前記燃焼室のメインステージの外周に配設された、燃焼用空気に周方向の旋回力を付与する旋回力付与機構と、前記旋回力付与機構により旋回力が付与された燃焼用空気に向けて燃料を噴射する所定間隔で配設された所要数の燃料噴射ノズルとを有してなることを特徴とする燃焼装置。

【請求項5】 前記燃料噴射ノズルが先端部にフィルムリップ部を有してなることを特徴とする請求項4記載の燃焼装置。

【請求項6】 前記主燃焼手段が複数とされ、その複数の主燃焼手段が燃焼室のメインステージの外周において下流側に向けて縦列状に配設されてなることを特徴とする請求項4記載の燃焼装置。

【請求項7】 前記燃料噴射弁が気流微粒化式燃料噴射弁とされてなることを特徴とする請求項4記載の燃焼装置。

置。

【請求項8】 前記旋回力付与機構が、燃焼室のメインステージの外周に所定角度で所定間隔にて配設された所要数のスワールベンとされてなることを特徴とする請求項4記載の燃焼装置。

【請求項9】 請求項4ないし請求項8記載の燃焼装置を備えてなることを特徴とするジェットエンジンまたはガスタービン。

【発明の詳細な説明】

【0001】

【発明の属する技術分野】本発明は燃焼方法および燃焼装置に関する。さらに詳しくは、航空機用ジェットエンジン、船用ガスタービン、産業用ガスタービンに適用される低 NO_x 化が達成できる燃焼方法および燃焼装置に関する。

【0002】

【従来の技術】従来より、ジェットエンジンやガスタービンの排ガスの低 NO_x 化を図る燃焼方法として、希薄予混合予蒸発燃焼(LPP燃焼)や過濃燃焼急速希釈燃焼(RQL燃焼)などが知られている。これらの燃焼方法を用いて低 NO_x 化を図った燃焼方式として、ステージング燃焼方式やスワール燃焼方式が提案されている。

【0003】図5に、ステージング燃焼方式が適用された燃焼室aの一例を概略図で示す。この燃焼室aは、図5に示すように、燃焼領域がパイロットステージbとメインステージcとから構成されており、負荷に応じて燃焼領域を使い分けて負荷全域にわたって低 NO_x 化を図るものである。すなわち、起動時にはパイロットステージbのみにて燃焼を行い、起動時における燃料と空気との混合割合を最適値に保持するとともに、通常運転時にはメインステージcにおいて負荷に応じて燃料と空気との混合割合を調節してその割合を最適値に保持するようにして負荷全域にわたって低 NO_x 化を図るものである。

【0004】また、図6にスワール燃焼方式が適用された燃焼室dの一例を概略図で示す。この燃焼室dには、図7に示すようなアニュラ型燃焼器eが用いられている。このアニュラ型燃焼器eは、図7に示すように、空気取り入れ部に設けられたベンfにより、燃焼用空気に周方向の旋回力を与えて旋回流を形成して燃焼室d内において切れ目のない火炎を形成し、それにより局所的な高温部の発生を防止して低 NO_x 化を図るものである。

【0005】しかしながら、従来提案されているステージング燃焼方式およびスワール燃焼方式には次のような問題がある。

【0006】まず、ステージング燃焼方式における問題点について説明する。

【0007】ステージング燃焼方式においては、パイロットステージbおよびメインステージcの双方におい

て、図8および図9に示すように燃料噴射弁gが周方向に離散的に配置されているので、燃焼室aの周方向に燃料と空気の混合濃度にむらが生じ、その結果局部的に高温部が発生する。それがため、低 NO_x 化にはおのずと限界がある。

【0008】次に、スワール燃焼方式における問題点について説明する。

【0009】スワール燃焼方式は、前述したように空気取り入れ部に設けられたベーンfにより、燃焼用空気に周方向の旋回力を与えて旋回流を形成するものであるが、起動時や低負荷時には燃焼用空気の量が少なく、所望の周方向の旋回流が形成されない。そのため、起動時や低負荷時における実用上充分な着火特性や火炎の安定性が得られていない。

【0010】

【発明が解決しようとする課題】本発明はかかる従来技術の課題に鑑みなされたものであって、起動時から最高負荷までの全域にわたって安定した燃焼が確保されるとともに、低 NO_x 化が図られる燃焼方法および燃焼装置を提供することを目的としている。

【0011】

【課題を解決するための手段】本発明の燃焼方法の第1形態は、環状に形成されたパイロットステージとその下流において環状に形成されたメインステージとを用いる、ジェットエンジンまたはガスタービンにおける燃焼方法であって、起動時にはパイロットステージのみにて燃料を燃焼させ、通常運転時には燃焼用空気に周方向の旋回力を付与するとともに、その旋回力を付与された燃焼用空気に燃料を噴射して燃料と空気との混合気を生成し、その混合気をメインステージに供給して燃焼させることを特徴とする。

【0012】本発明の燃焼方法の第2形態は、環状に形成されたパイロットステージとその下流において環状に形成されたメインステージとを用いる、ジェットエンジンまたはガスタービンにおける燃焼方法であって、起動時にはパイロットステージのみにて燃料を燃焼させ、通常運転時にはメインステージに周方向に切れ目のない燃料の薄膜を形成し、その薄膜を周方向の旋回力を付与された燃焼用空気により微粒化して燃焼させることを特徴とする。

【0013】本発明の燃焼方法においては、環状に形成されたメインステージが複数のブロックに分割され、負荷に応じて使用するブロックの数を調節するようにされているのが好ましい。

【0014】一方、本発明の燃焼装置は、燃焼室と起動用燃焼手段と主燃焼手段とを備えるジェットエンジンまたはガスタービンにおける燃焼装置であって、前記燃焼室が、環状に形成されたパイロットステージと、前記パイロットステージの下流において環状に形成されたメインステージとを有し、前記起動用燃焼手段が、前記燃焼

室のパイロットステージの前面に所定間隔で配設された所要数の燃料噴射弁とされ、前記主燃焼手段が、前記燃焼室のメインステージの外周に配設された、燃焼用空気に周方向の旋回力を付与する旋回力付与機構と、前記旋回力付与機構により旋回力が付与された燃焼用空気に向けて燃料を噴射する所定間隔で配設された所要数の燃料噴射ノズルとを有してなることを特徴とする。

【0015】本発明の燃焼装置においては、燃料噴射ノズルが先端部にフィルムリップ部を有していてもよく、また主燃焼手段が複数とされ、その複数の主燃焼手段が燃焼室のメインステージの外周において下流側に向けて縦列状に配設されていてもよい。

【0016】ここで、前記燃料噴射弁は、例えば気流微粒化式燃料噴射弁とされ、また前記旋回力付与機構は、例えば燃焼室のメインステージの外周に所定角度で所定間隔にて配設された所要数のスワールベーンとされる。

【0017】

【作用】本発明は前記の如く構成されているので、起動時にはパイロットステージのみにおいて燃料を燃焼させ、それにより安定した火炎を形成する一方、通常負荷時にはメインステージにおいても周方向に旋回力が付与された燃焼用空気に燃料を噴霧して燃焼させ、それにより燃焼を均一になして局部的に高温部が発生することを防止している。したがって、負荷の全域にわたって安定した燃焼が確保されるとともに低 NO_x 化が達成される。

【0018】

【発明の実施の形態】以下、添付図面を参照しながら本発明を実施の形態に基づいて説明するが、本発明はかかる実施の形態のみに限定されるものではない。

【0019】本発明の燃焼方法が適用されている燃焼装置Aの一実施の形態を図1に概略図で示し、図2に一部切欠き斜視図で示す。

【0020】燃焼装置Aは、燃焼室10と起動用燃焼手段20と主燃焼手段30とを主要構成要素として備える。

【0021】燃焼室10は、円筒状の内壁11と、この内壁11の外周に先端を一致させて同心円的に配設された外壁12と、内壁11先端と外壁12先端との間に配設されたリング状の前壁13とにより形成された空間であって、起動用燃焼手段20による燃焼がなされるパイロットステージ14と、そのパイロットステージ14の下流に配設された主燃焼手段30による燃焼がなされるメインステージ15とを備えてなるものとされる。

【0022】この燃焼室10の具体的な形状は、図1および図2に示すように、前部の小径水平部10aと、後部の大径水平部10bと、その間を連絡している中間部の傾斜部10cとからなるものとされ、前部の小径水平部10aがパイロットステージ14として機能し、中間部の傾斜部10cがメインステージ15として機能す

る。そして、この燃焼室10の外側を空気吸入口(図示省略)から吸入された燃焼用空気が流れている。

【0023】起動用燃焼手段20は、具体的には、燃焼室10の前壁13に同心円状に所定間隔で配設された所要数の気流微粒化式燃料噴射弁21とされる。

【0024】主燃焼手段30は、燃焼用空気に周方向の旋回力を付与する旋回力付与機構31と、前記旋回力付与機構31により旋回力が付与された燃焼用空気に向けて燃料を噴射する所定間隔で配設された所要数の燃料噴射ノズル32とを有してなるものであって、具体的には、燃焼室10の外壁12に同心円状に所定角度で配設された所要数のスワールベン33と、それらのスワールベン33、33間に所定角度で挿入された燃料噴射ノズル32とを備えてなるものとされる。そして、燃料噴射ノズル32の基端部32aはその外周に配設されたリング状の燃料供給パイプPに接続されている。これらの所定角度は、燃焼装置Aの仕様に応じて適宜角度とされるが、一般的に、スワールベン33の角度は、30度〜60度の範囲とされ、その角度に応じて挿入可能な燃料噴射ノズル32の角度を設定する。この場合、図3に示すように、燃料噴射ノズル32の先端部にフィルムリップ部32bを設け、それにより周方向に均一な切れ目のない燃料の薄膜を形成してその薄膜をスワールベン33からの空気により微粒化させてもよい。

【0025】また、この実施の形態では、この主燃焼手段30は、第1主燃焼手段30A、第2主燃焼手段30Bおよび第3主燃焼手段30Cが、上流側からこの順で燃焼室10の外壁12の傾斜部に階段状に設けられている。したがって、この実施の形態においては、メインステージは第1主燃焼手段30Aの燃焼を受け持つ第1ブロック16と、第2主燃焼手段30Bの燃焼を受け持つ第2ブロック17と、第3主燃焼手段30Cの燃焼を受け持つ第3ブロック18とに機能上分割されている。すなわち、機能上、メインステージ15は3分割されている。

【0026】なお、主燃焼手段30の数は、この実施の形態では3個とされているが、燃焼装置Aの仕様に応じて1〜5の範囲で適宜選定される。

【0027】次に、かかる構成とされている燃焼装置Aによる燃焼について説明する。

【0028】(1) 起動時には起動用燃焼手段20のみにより燃焼を行い、安定した火炎をパイロットステージ14に形成する。この場合、気流微粒化燃料噴射弁21により燃料を噴射しているため、良好な着火特性および安定した火炎が得ることができる。このパイロットステージに形成された安定した火炎は、後述するメインステージにおける希薄燃焼のための保炎の役割も果たしている。

【0029】(2) 負荷が増大すると、その負荷の増大に応じて第1主燃焼手段30A、第2主燃焼手段30B

および第3主燃焼手段30Cを順次稼働させて最適な燃焼を行う。この場合、第1主燃焼手段30Aの燃焼を受け持つ第1ブロック16は、パイロットステージ14に隣接しているため、第1ブロック16に供給された燃料と空気の混合気への、パイロットステージ14に形成されている火炎による着火は円滑にされる。また、燃焼用空気はスワールベン33による周方向の旋回力を与えられているため、図3に示すように、燃料噴射ノズル32により噴霧された燃料は、周方向に均一に希釈されて所望の混同濃度とすることができる。その結果、燃焼が均一になされて所望の低 NO_x 化が達成され、燃焼器出口の温度分布も均一となる(図4の局所火炎温度参照)。しかも、低負荷時には過度に希薄な状態にならないため、 THC 、 CO の排出量も低減される。

【0030】このように、この実施の形態によれば、起動時から最高負荷までの全域にわたって安定した燃焼が確保されるとともに、所望の低 NO_x 化が達成される。また、燃料と空気が周方向に旋回させられながら均一に混合されるため、燃焼室のデッドスペースが減少し、燃焼室の小型化および高負荷化が図られる。

【0031】以上、本発明を実施の形態に基づいて説明してきたが、本発明はかかる実施の形態のみに限定されるものではなく種々改変が可能である。例えば、この実施の形態では、起動用燃焼手段として気流微粒化式燃料噴射弁が用いられているが、他の形式の燃料噴射弁とされてもよい。

【0032】

【発明の効果】以上詳述したように、本発明によれば次のような優れた効果が得られる。

【0033】(1) 良好な着火特性が得られる。

【0034】(2) 起動時から最高負荷まで安定した燃焼が確保される。

【0035】(3) 排ガス中の有害成分が低減される。特に、低負荷時における THC 、 CO の排出量が低減される一方、高負荷時における NO_x の排出量が低減される。

【0036】(4) 燃料と空気を均一に混合できるので、燃焼装置の出口ガス温度分布が均一となり、タービン翼の寿命が伸びる。

【0037】(5) 燃焼室のデッドスペースがなくなるため、燃焼室の小型化および高負荷化が図られる。

【図面の簡単な説明】

【図1】本発明の一実施の形態に係る燃焼装置の概略図である。

【図2】同燃焼装置の一部切欠き斜視図である。

【図3】先端部にフィルムリップ部が形成された燃料噴射ノズルを用いた主燃焼手段の部分拡大図である。

【図4】主燃焼手段による燃焼状態を示す模式図である。

【図5】従来のステージング燃焼方式による燃焼室の一

例の概略図である。

【図6】従来のスワール燃烧方式による燃烧室の一例の概略図である。

【図7】図6に示すスワール燃烧方式に用いられているアニュラ型燃烧器の一部切欠き斜視図である。

【図8】従来の気流微粒化式燃料喷射弁を用いた燃烧方式に用いられている燃烧器の一部切欠き斜視図である。

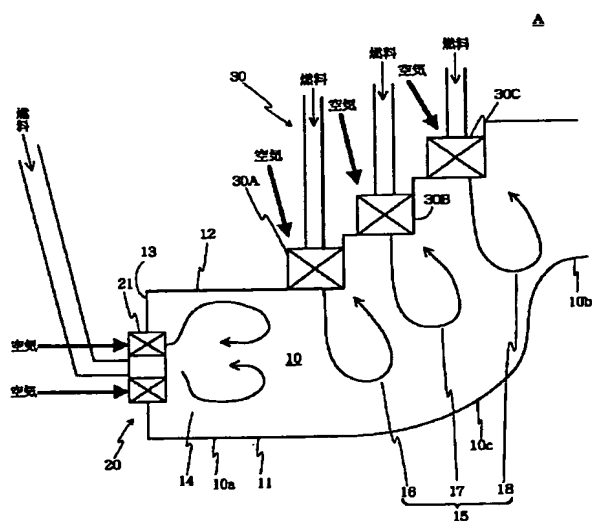
【図9】従来の気流微粒化式燃料喷射弁を用いた燃烧方式による燃烧状態の模式図である。

【符号の説明】

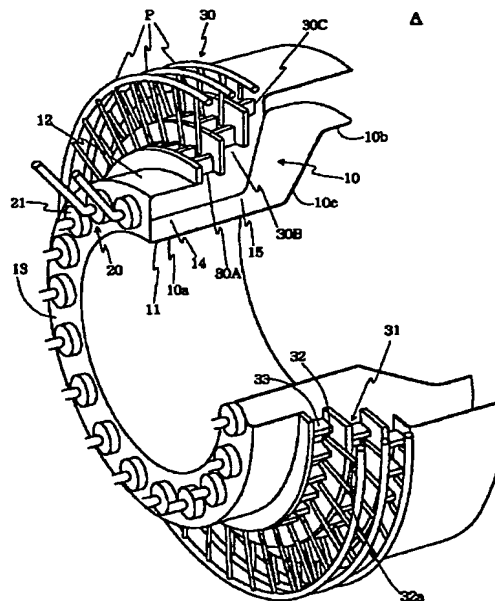
- 10 燃烧室
- 10a 小径水平部
- 10b 大径水平部
- 10c 傾斜部
- 11 内壁
- 12 外壁

- 13 前壁
- 14 パイロットステージ
- 15 メインステージ
- 16 第1ブロック
- 17 第2ブロック
- 18 第3ブロック
- 20 起動用燃烧手段
- 21 気流微粒化式燃料喷射弁
- 30 主燃烧手段
- 31 旋回力付与機構
- 32 燃料喷射ノズル
- 32b フィルムリップ部
- 33 スワールペーン
- A 燃烧装置
- P 燃料供給パイプ

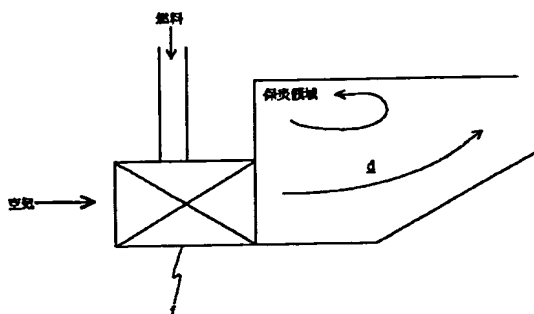
【図1】



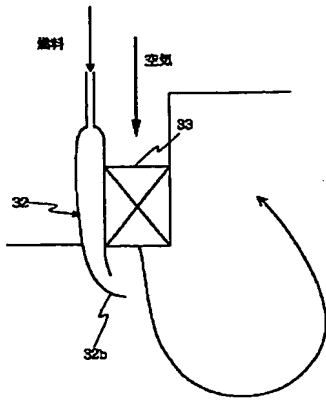
【図2】



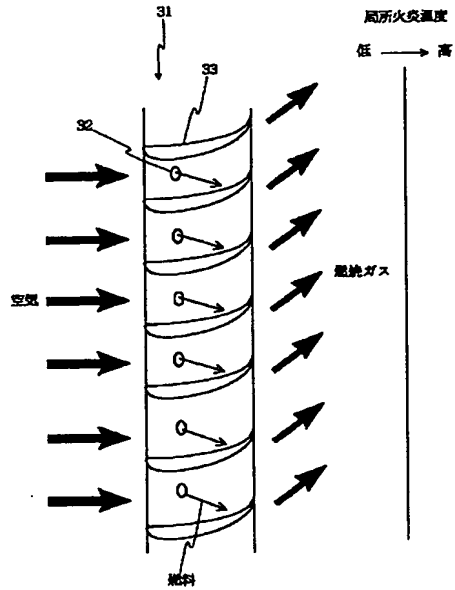
【図6】



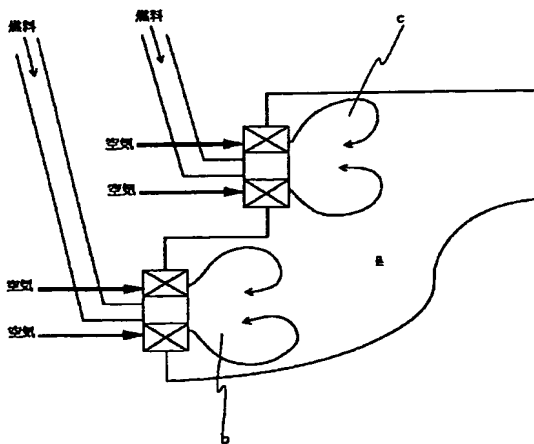
【図3】



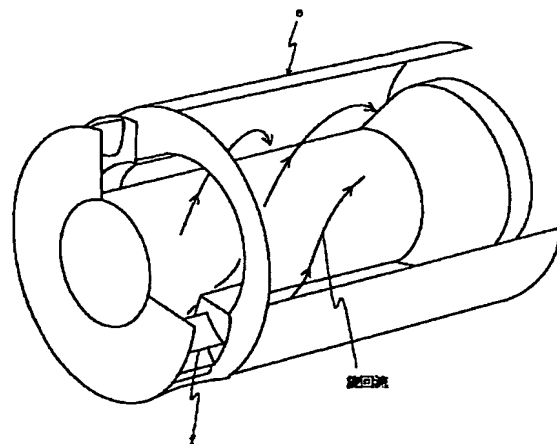
【図4】



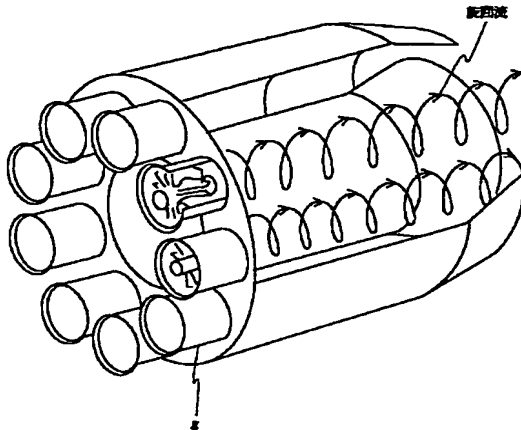
【図5】



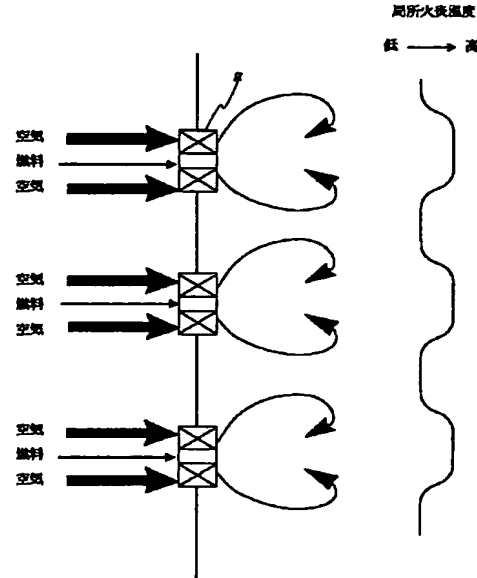
【図7】



【図8】



【図9】



【手続補正書】

【提出日】平成11年11月2日(1999. 11. 2)

【手続補正1】

【補正対象書類名】明細書

【補正対象項目名】特許請求の範囲

【補正方法】変更

【補正内容】

【特許請求の範囲】

【請求項1】 環状に形成された燃焼室を有する燃焼装置を用いるジェットエンジンまたはガスタービンにおける燃焼方法であって、
前記燃焼室にその外周から所定角度で所定間隔にて燃焼用空気を供給するとともに、燃料を周方向に切れ目のない薄膜を形成するように噴射し、前記薄膜を前記燃焼用空気により微粒化して燃焼させることを特徴とする燃焼方法。

【請求項2】 環状に形成されたパイロットステージとその下流において環状に形成されたメインステージとを用いる、ジェットエンジンまたはガスタービンにおける燃焼方法であって、
起動時にはパイロットステージのみにて燃料を燃焼させ、
通常運転時にはメインステージに周方向に切れ目のない燃料の薄膜を形成するとともに、前記メインステージにその外周から所定角度で所定間隔にて燃焼用空気を供給

して前記薄膜を微粒化して燃焼させることを特徴とする燃焼方法。

【請求項3】 前記環状に形成されたメインステージが、下流側に向けて順番に形成された複数のブロックに分割され、

前記各ブロックが、周方向に切れ目のない燃料の薄膜を形成し、かつその外周から所定角度で所定間隔にて燃焼用空気を供給して前記薄膜を微粒化して燃焼させることが可能とされ、

負荷に応じて使用するブロックの数を調節することを特徴とする請求項2記載の燃焼方法。

【請求項4】 燃焼室と起動用燃焼手段と主燃焼手段とを備えるジェットエンジンまたはガスタービンにおける燃焼装置であって、

前記燃焼室が、環状に形成されたパイロットステージと、前記パイロットステージの下流において環状に形成されたメインステージとを有し、

前記起動用燃焼手段が、前記燃焼室のパイロットステージの前面に所定間隔で配設された所要数の燃料噴射弁とされ、

前記主燃焼手段が、前記メインステージの外周に所定角度で所定間隔にて配設された所要数のスワールベーンを有する、燃焼用空気周方向の旋回力を付与する旋回力付与機構と、所定角度にて所定間隔で配設された所要数の燃料噴射ノズルとを有し、

前記燃料噴射ノズルが、周方向に切れ目のない燃料の薄膜を形成するフィルムリップ部を有してなり、

前記燃料噴射ノズルにより円周方向に切れ目のない燃料の薄膜が形成され、

前記旋回力付与機構により旋回力が付与された燃焼用空気により、前記薄膜が微粒化されてなることを特徴とする燃焼装置。

【請求項5】 前記主燃焼手段が複数とされ、その複数の主燃焼手段が燃焼室のメインステージの外壁の傾斜部において下流側に向けて階段状に配設されてなることを特徴とする請求項4記載の燃焼装置。

【請求項6】 前記燃料噴射弁が気流微粒化式燃料噴射弁とされてなることを特徴とする請求項4記載の燃焼装置。

【請求項7】 請求項4ないし請求項6記載の燃焼装置を備えてなることを特徴とするジェットエンジンまたはガスタービン。

【手続補正2】

【補正対象書類名】明細書

【補正対象項目名】0011

【補正方法】変更

【補正内容】

【0011】

【課題を解決するための手段】本発明の燃焼方法の第1形態は、環状に形成された燃焼室を有する燃焼装置を用いるジェットエンジンまたはガスタービンにおける燃焼方法であって、前記燃焼室にその外周から所定角度で所定間隔にて燃焼用空気を供給するとともに、燃料を周方向に切れ目のない薄膜を形成するように噴射し、前記薄膜を前記燃焼用空気により微粒化して燃焼させることを特徴とする。

【手続補正3】

【補正対象書類名】明細書

【補正対象項目名】0012

【補正方法】変更

【補正内容】

【0012】 本発明の燃焼方法の第2形態は、環状に形成されたパイロットステージとその下流において環状に形成されたメインステージとを用いる、ジェットエンジンまたはガスタービンにおける燃焼方法であって、起動時にはパイロットステージのみにて燃料を燃焼させ、通常運転時にはメインステージに周方向に切れ目のない燃料の薄膜を形成するとともに、前記メインステージにその外周から所定角度で所定間隔にて燃焼用空気を供給して前記薄膜を微粒化して燃焼させることを特徴とする。

【手続補正4】

【補正対象書類名】明細書

【補正対象項目名】0013

【補正方法】変更

【補正内容】

【0013】 本発明の燃焼方法においては、環状に形成されたメインステージが、下流側に向けて順番に形成された複数のブロックに分割され、前記各ブロックが、周方向に切れ目のない燃料の薄膜を形成し、かつその外周から所定角度で所定間隔にて燃焼用空気を供給して前記薄膜を微粒化して燃焼させることが可能とされ、負荷に応じて使用するブロックの数を調節するようにされているのが好ましい。

【手続補正5】

【補正対象書類名】明細書

【補正対象項目名】0014

【補正方法】変更

【補正内容】

【0014】 一方、本発明の燃焼装置は、燃焼室と起動用燃焼手段と主燃焼手段とを備えるジェットエンジンまたはガスタービンにおける燃焼装置であって、前記燃焼室が、環状に形成されたパイロットステージと、前記パイロットステージの下流において環状に形成されたメインステージとを有し、前記起動用燃焼手段が、前記燃焼室のパイロットステージの前面に所定間隔で配設された所要数の燃料噴射弁とされ、前記主燃焼手段が、前記メインステージの外周に所定角度で所定間隔にて配設された所要数のスワールベンを有する、燃焼用空気に周方向の旋回力を付与する旋回力付与機構と、所定角度にて所定間隔で配設された所要数の燃料噴射ノズルとを有し、前記燃料噴射ノズルが、周方向に切れ目のない燃料の薄膜を形成するフィルムリップ部を有してなり、前記燃料噴射ノズルにより円周方向に切れ目のない燃料の薄膜が形成され、前記旋回力付与機構により旋回力が付与された燃焼用空気により、前記薄膜が微粒化されてなることを特徴とする。

【手続補正6】

【補正対象書類名】明細書

【補正対象項目名】0015

【補正方法】変更

【補正内容】

【0015】 本発明の燃焼装置においては、主燃焼手段が複数とされ、その複数の主燃焼手段が燃焼室のメインステージの外壁の傾斜部において下流側に向けて階段状に配設されていてもよい。

【手続補正7】

【補正対象書類名】明細書

【補正対象項目名】0016

【補正方法】変更

【補正内容】

【0016】 ここで、前記燃料噴射弁は、例えば気流微粒化式燃料噴射弁とされる。

【手続補正書】

【提出日】平成12年3月10日(2000.3.10)

【手続補正1】

【補正対象書類名】明細書

【補正対象項目名】特許請求の範囲

【補正方法】変更

【補正内容】

【特許請求の範囲】

【請求項1】 環状に形成されたパイロットステージとその下流において環状に形成されたメインステージとを用いる、ジェットエンジンまたはガスタービンにおける燃焼方法であって、
起動時にはパイロットステージのみにて燃料を燃焼させ、
通常運転時にはメインステージに周方向に切れ目のない燃料の薄膜を形成するとともに、前記メインステージにその外周から所定角度で所定間隔にて燃焼用空気を供給して前記薄膜を微粒化して燃焼させることを特徴とする燃焼方法。

【請求項2】 前記環状に形成されたメインステージが、下流側に向けて順番に形成された複数のブロックに分割され、
前記各ブロックが、周方向に切れ目のない燃料の薄膜を形成し、かつその外周から所定角度で所定間隔にて燃焼用空気を供給して前記薄膜を微粒化して燃焼させることが可能とされ、
負荷に応じて使用するブロックの数を調節することを特徴とする請求項1記載の燃焼方法。

【請求項3】 燃焼室と起動用燃焼手段と主燃焼手段とを備えるジェットエンジンまたはガスタービンにおける燃焼装置であって、
前記燃焼室が、環状に形成されたパイロットステージと、前記パイロットステージの下流において環状に形成されたメインステージとを有し、
前記起動用燃焼手段が、前記燃焼室のパイロットステージの前面に所定間隔で配設された所要数の燃料噴射弁とされ、
前記主燃焼手段が、前記メインステージの外周に所定角度で所定間隔にて配設された所要数のスワールペーンを有する、燃焼用空気に周方向の旋回力を付与する旋回力

付与機構と、所定角度にて所定間隔で配設された所要数の燃料噴射ノズルとを有し、

前記燃料噴射ノズルが、周方向に切れ目のない燃料の薄膜を形成するフィルムリップ部を有してなり、

前記燃料噴射ノズルにより円周方向に切れ目のない燃料の薄膜が形成され、

前記旋回力付与機構により旋回力が付与された燃焼用空気により、前記薄膜が微粒化されてなることを特徴とする燃焼装置。

【請求項4】 前記主燃焼手段が複数とされ、その複数の主燃焼手段が燃焼室のメインステージの外壁の傾斜部において下流側に向けて階段状に配設されてなることを特徴とする請求項3記載の燃焼装置。

【請求項5】 前記燃料噴射弁が気流微粒化式燃料噴射弁とされてなることを特徴とする請求項3記載の燃焼装置。

【請求項6】 請求項3ないし請求項5記載の燃焼装置を備えてなることを特徴とするジェットエンジンまたはガスタービン。

【手続補正2】

【補正対象書類名】明細書

【補正対象項目名】0011

【補正方法】削除

【手続補正3】

【補正対象書類名】明細書

【補正対象項目名】0012

【補正方法】変更

【補正内容】

【0012】

【課題を解決するための手段】本発明の燃焼方法は、環状に形成されたパイロットステージとその下流において環状に形成されたメインステージとを用いる、ジェットエンジンまたはガスタービンにおける燃焼方法であって、
起動時にはパイロットステージのみにて燃料を燃焼させ、通常運転時にはメインステージに周方向に切れ目のない燃料の薄膜を形成するとともに、前記メインステージにその外周から所定角度で所定間隔にて燃焼用空気を供給して前記薄膜を微粒化して燃焼させることを特徴とする。

フロントページの続き

(72)発明者 緒方 秀樹

明石市川崎町1番1号 川崎重工業株式会社
明石工場内

(72)発明者 今村 亮

明石市川崎町1番1号 川崎重工業株式会社
明石工場内